

# 風洞試験による極超音速統合制御実験（HIMICO）用

## ラムジェットエンジンの横滑り特性の調査

○若林祥，佐藤彰，千賀崇浩，吉田秀和，佐藤哲也（早稲田大学），  
田口秀之，小島孝之（宇宙航空研究開発機構）

### Effect of an Angle of Sideslip on the Inlet performance of Ramjet Engine for High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO) by Wind Tunnel Test

Sho Wakabayashi, Akira Sato, Takahiro Chiga,  
Hidekazu Yoshida, Tetsuya Sato (Waseda Univ.),  
Hideyuki Taguchi and Takayuki Kojima (JAXA)

#### 1. 研究背景

遠くへ速く輸送できる航空機の需要はますます増加することが予想されている。更なる航空機への要求として高速化があげられており，この要求を実現できるものとして，超音速旅客機／極超音速機の開発が挙げられている。<sup>1)</sup>

これまで，日本において ATREX エンジンや予冷ターボジェットエンジン等の極超音速空気吸込式エンジンの実証研究や同エンジンを用いた二段式スペースプレーン，極超音速旅客機 の概念検討が進められてきた。その結果，エンジン・機体単体の性能やシステムの成立性については，一定の知見が得られつつある。しかしながら，極超音速飛行試験の困難さから，実飛行環境における機体とエンジンの統合制御技術の確立が難しい状況が続いている。

#### 2. HIMICO 計画

上述の様な状況の下，JAXA と大学連携で，小型実験模型と運用方法が確立された観測ロケットを用いて実飛行環境下での極超音速飛行試験を立案している。HIMICO とは極超音速統合制御実験 (High-Mach Integrated Control experiment) の略称であり，3 段階で極超音速下での統合制御の技術を立証することを目的とする。一段階目は機体・エンジン各々の開発および各種試験を通して性能取得である。二段階目は飛行試験と同様の形状で地上での超音速試験 (RJTF 試験) を行う。最終段階では極超音速環境下での飛行試験である。RJTF 試験，飛行試験で使用する予定の試験機の概略図を図 1

に示す。全長約 1500 mm，機体直径約 180 mm となっている。エンジンはラムジェットエンジンを下面に 1 基搭載している。

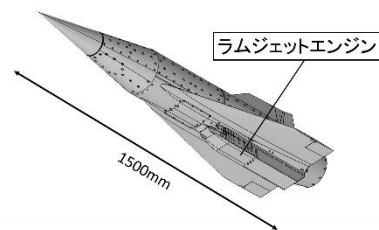


図 1 HIMICO 試験機概略図

最終段階である飛行試験では観測ロケット S-520 を用いて極超音速条件での機体・エンジン統合制御の実証を行う。図 2 に飛行試験のシーケンス概要を示す。観測ロケット S-520 のフェアリング内に試験機を搭載し打ち上げる。打ち上げ後，ヨーヨーデスピナーとサイドジェットにより回転を止める。ノーズコーンを開頭し，その後ノーズコーン内部の RCS でロケットの姿勢を制御，ロケットを試験機分離姿勢にする。試験機は分離後に空力操舵による引起し飛行を行い，エンジンを燃焼させ機体・エンジン統合制御試験を行うシーケンスとなっている。<sup>2),3)</sup> 飛行試験の条件は高度が約 20 km，マッハ数が 4.0~4.5，エンジン噴射時間が約 20 秒となっている。この間に，飛行条件下における機体とエンジンの性能取得を行う。

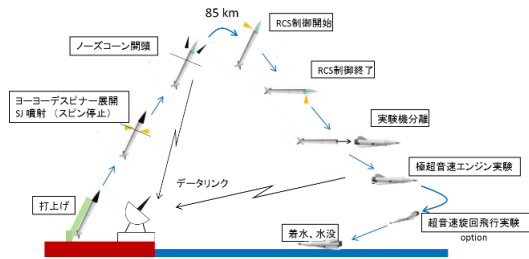


図2 飛行シーケンス

### 3. 研究目的

本研究は飛行試験に向け、エンジンの開発および性能取得を目的としている。設計点における性能取得は十分に得られつつある。しかし、飛行試験では横滑り角がつくことが予想されるが、横滑り角がついた状態、非設計点でのインテーク性能の知見は得られていない。そこで、本稿では超音速風洞実験によって HIMICO 用インテークの横滑り角による性能変化を確かめた。

### 4. エンジン概要

本試験で用いるエンジン仕様を表1、概略図を図3に示す。エンジンはインテーク、燃焼器、ノズルからなる。インテークは外部圧縮と内部圧縮を合わせた混合圧縮方式となっている。燃焼器にはインジェクタが設置されており、燃料である気体水素を噴出する。インジェクタ後部にはイグナイタが搭載されており火花点火で燃焼させる。主構造に SUS316、ノズル駆動部には C/C 材、燃焼器の断熱材には耐火コンクリートを使用している。エンジンはインテークスロット高さ、ノズルスロット高さが可変であり、モーターを用いることで高さが変更される。インテークスロット高さは 3.3~7.6 mm、ノズルスロット高さは 2.9~13.9 mm の範囲で任意に設定できる。

表1 エンジン仕様

種類	ラムジェットエンジン
サイズ mm	540×68×110
インテークスロット高さ mm	3.3-7.6 (可変)
ノズルスロット高さ mm	2.9-13.9 (可変)
燃料	気体水素
着火形態	火花点火
材質	SUS316L, C/C材, 耐火コンクリート

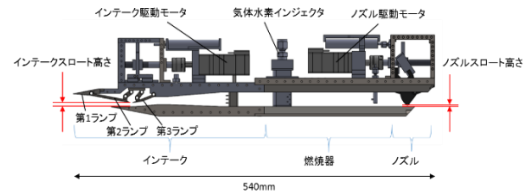


図3 エンジン概略図

## 5. 超音速風洞試験

### 5.1 試験概要

本試験は JAXA 相模原キャンパス (ISAS) 高速気流総合実験設備の超音速風洞汎用ブロックにて行われた。インテークの性能評価には全圧回復率 (TPR)、流量捕獲率 (MCR) を用いる。それぞれの定義を以下に示す。

$$\text{全圧回復率(TPR)} = \frac{\text{インテーク出口全圧}}{\text{主流全圧}} \quad (5.1)$$

$$\text{流量捕獲率(MCR)} = \frac{\text{インテーク捕獲流量}}{\text{インテーク前面投影面積を通過する流量}} \quad (5.2)$$

### 5.2 試験方法

インテーク性能取得は風洞が静定した後まず、インテークスロット高さのある一定の値に動かし固定する。その後、ノズルスロット高さをステップ状に下げることによって行った。ノズルスロット高さは、各ステップで 1.5 秒間一定に保ち、その間に計測したデータを平均化することによって性能を取得した。

表2 試験条件

主流マッハ数	3.4	3.0
主流全圧 kPa	375	266
主流全温 K	300	
横滑り角 $\beta$ °	0, 2.5, 5.0	

### 5.3 試験結果・考察

試験より得られた、横滑り角がついたときのノズルスロット高さ、MCR、TPR の関係を図4~7に示す。また、同一のノズルスロット高さにおいて横滑り角 0 度と 5 度で比較したとき、MCR と TPR が最も変化したときの値を表3,4にまとめた。また、この値は図4~7中でも矢印で示している。

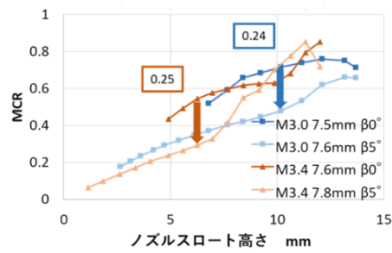


図4 MCR への影響

(インテークスロット高さ 7.6mm)

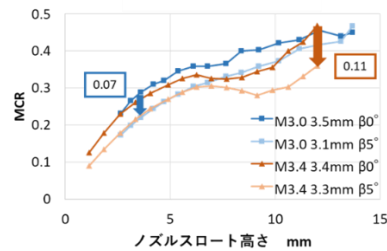


図5 MCR への影響

(インテークスロット高さ 3.3mm)

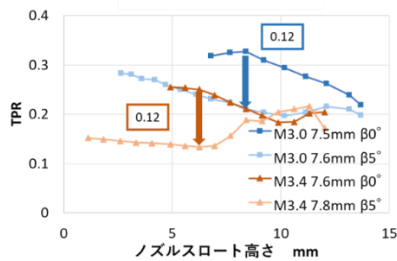


図6 TPR への影響

(インテークスロット高さ 7.6mm)

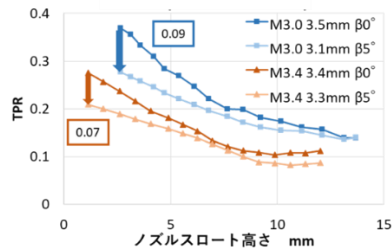


図7 TPR への影響

(インテークスロット高さ 3.3mm)

表3 横滑り角の影響 (MCR)

インテーク高さ	7.6		3.3	
マッハ数	3.0	3.4	3.0	3.4
ノズル高さ	10.18	6.26	3.59	12.01
MCRの最大低下値	0.24	0.25	0.07	0.11

表4 横滑り角の影響 (TPR)

インテーク高さ	7.6		3.3	
マッハ数	3.0	3.4	3.0	3.4
ノズル高さ	8.38	6.26	2.65	1.14
TPRの最大低下値	0.12	0.12	0.09	0.07

図5, 7よりインテークスロット高さが3.3mmのときは横滑り角 $0^\circ$ と $5^\circ$ で同じマッハ数において似たようなグラフとなった。しかし、図4, 6のインテークスロット高さが7.6mmのときは横滑り角をつけたことでグラフの形が変化する結果となった。特にマッハ数が3.4のときノズルスロット高さが高いときは似た傾向を示すがある高さを境に形状が変わることが分かる。

表3, 4よりマッハ数に変化してもMCR, TPRの最大低下値はあまり変化が見られなかった。横滑りを付加したことでエンジン側壁から斜め衝撃波が生じるようになる。また、マッハ数が高いとき(マッハ3.4)ほど斜め衝撃波を通過することでの圧力損失が大きくなり、性能はマッハ数が低いとき(マッハ3)より大きく低下すると予想していた。しかし、マッハ数の影響は顕著には表れなかった。本実験ではマッハ数の変化が小さいため影響が認められなかったと予想されるため、今後の研究ではさらにマッハ数を変化させて性能取得を行い、マッハ数の影響について調査する。

横滑り角による性能低下の原因を検討する。1つ目は横滑り角によりインテーク正面面積が減少する影響である。2つ目は第1ランプにおける転向角が変化することの影響である。3つ目は2次流れの影響である。エンジン側壁で生じる斜め衝撃波によって圧縮領域と膨張領域が存在するためこの2次流れは発生する。

1点目のインテーク正面面積は、横滑り角が $5^\circ$ のとき $0^\circ$ と比較すると0.996倍となる。そのため、インテーク正面面積の減少はほとんど影響しないことがわかる。

2点目の転向角の変化について考察を行う。横滑り角がつくと主流がランプを斜めに通過するため本来の転向角とは異なる転向角となる。本来の転向角を $\theta$ 、横滑り角を $\beta$ 、横滑り角がついたときの転向角を $\theta'$ とすると、 $\theta'$ は次の式で表される。また、概略図を図8に示す。

$$\theta' = \tan^{-1}(\tan \theta \cos \beta) \quad (5.3)$$

表5 圧力損失

$\theta$	$\beta$	$\theta'$	P01/P02
5	0	5	0.9926
5	5	4.981	0.9927

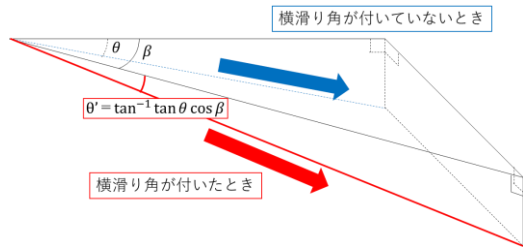


図8 横滑り角がついたときの転向角  $\theta'$

式(5.3)と斜め衝撃波の式より、第一ランプ先端から発生する斜め衝撃波前後の圧力損失を算出した。通過前の全圧を P01、通過後を P02 とし圧力損失 P01/P02 を表 5 に示す。

表 5 より横滑りがついたときの圧力損失はほとんど変わらないことが分かった。

横滑り角をつけたことで転向角が変化することの影響は小さいことから3つ目の2次流れの影響が大きいと考えられる。エンジン側壁で生じる斜め衝撃波による影響に関しては、 $\beta=5$  のとき、第一ランプ転向角が  $5^\circ$  と同じ値であるため、圧力損失も同じとなる。そのため表 5 よりエンジン側壁で生じる斜め衝撃波による圧力損失は 0.9926 となりほとんど影響がないことがわかる。

横滑り角がつくことでインテークのエンジン側壁により圧縮領域と膨張領域が生じると考えられる。そのため圧縮領域から膨張領域に向かう2次流れが起こり、圧縮領域側の側壁で剥離が生じるため性能低下を引き起こしていると考えられる。そのときの内部流れの予想図を図9に示す。

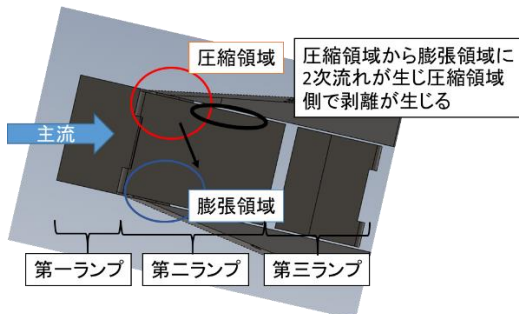


図9 内部流れ予想図

今後、計測点を増やし圧力差が生じていることや、オイルフローにより2次流れの発生を調べる必要

がある。

## 6. 結論

飛行試験に用いられるラムジェットエンジンの横滑りによる影響を調査した。横滑り角がつくことでMCR, TPRとも低下することが分かった。性能低下の原因として、転向角による影響は小さく、流路内での2次流れによる損失が大きいと考えられる。

今後、この現象を捕らえるためにエンジン側壁の両側に静圧孔を設けたり、ピトーレークを幅方向に設けたりすることにより、圧力差が生じていることを確認する必要があると考えられる。また、オイルフローによる流れ場の可視化を行う。さらに試験的にだけでなくCFDを用いることにより内部流れを可視化し横滑り角の影響調査を行っていく。

## 謝辞

本研究はJSPS 科研費基盤研究(A) 15H02323 の助成を受けて実施している。

## 参考文献

- 1) 宇宙航空研究開発機構, JAXA 長期ビジョン: JAXA2025 20年後の日本の宇宙と航空, 2005.
- 2) 佐藤哲也他, S-520 観測ロケットを用いた空気吸込み式エンジンの極超音速統合制御実験 (HIMICO) 計画, 2015年宇宙科学技術連合講演会 1F12.
- 3) 藤川貴弘, S-520 観測ロケットを用いた空気吸込み式エンジンの極超音速統合制御実験(HIMICO)における飛行軌道設計, 2015年宇宙科学技術連合講演会 1F13.
- 4) 久保田浪之介他, ラムジェット工学, 日刊工業新聞社, 1996.
- 5) Sato, A., et al., "Experimental Study of Ramjet Engine for High-Mach Integrated Control Experiment (HIMICO)", 31st International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2017.